

# Neue Untersuchungen über die Auftriebserhöhung durch seitliche Strahlblätter bei Tragflügeln kleinen Seitenverhältnisses

Carafoli, Elie

Veröffentlicht in:  
Abhandlungen der Braunschweigischen  
Wissenschaftlichen Gesellschaft Band 22, 1970,  
S. 41-54



Friedr. Vieweg & Sohn, Braunschweig

# Neue Untersuchungen über die Auftriebserhöhung durch seitliche Strahlblätter bei Tragflügeln kleinen Seitenverhältnisses

Von Elie Carafoli

Vortrag anlässlich der Verleihung der Gauß-Medaille  
am 30. 4. 1970

(Eingegangen am 25. 9. 1970)

## 1. Einführung

Wir alle haben die außerordentliche Entwicklung der Überschallflugzeuge in den letzten Jahren verfolgt, sowohl für Sonderzwecke als auch für die Verkehrsfluffahrt.

Die Tragflügel dieser Flugzeuge haben eine geringe Spannweite, folglich auch ein kleines Seitenverhältnis und also eine sehr schlanke Pfeilform.

Diese Flügelform ist für den Überschallflug in großer Höhe besonders günstig. Hingegen ist sie für Start und Landung gar nicht gut geeignet. Steigerung des Auftriebes und Verbesserung der Seitensteuerung während des Start- und Landemanövers sind also äußerst wichtige Probleme. Zahlreiche Spezialisten aller Länder haben sich damit beschäftigt und Vorschläge zur Abhilfe gemacht. Zu derartigen Hilfsmitteln gehört auch das Ausblasen sogenannter Strahlblätter entweder in Richtung der Längssymmetrieebene des Flugzeugs oder seitlich in Spannweiterichtung, oder aber eine Kombination beider Strahlrichtungen.

In diesem Sinne will ich hier über eine Erscheinung sprechen, die für Start und Landung wichtig ist und in bezug auf welche ich zusammen mit meinen Mitarbeitern einige interessante Resultate erhielt, die auch für den Flugzeugbau nützlich sein können.

Bekanntlich verliert die durch Längsstrahlen, d. h. an der Hinterkante eines Flügels in Richtung der Längssymmetrieebene ausgeblasene Strahlblätter (Jet flaps) erzeugte Auftriebserhöhung beträchtlich an Wirkung, wenn das *Seitenverhältnis* klein wird. Gleichzeitiges Ausblasen seitlicher Strahlen (in Richtung der Spannweite) erhöht erstens die Wirkung der Längsstrahlen. Außerdem haben die Seitenstrahlen aber auch eine bedeutende direkte Wirkung. Wir haben früher [1], [3] den Effekt kombinierter Längs- und Seitenstrahlen und auch denjenigen komplett separater Seitenstrahlen auf Rechteckflügel des *Seitenverhältnisses* zwei nachgewiesen.

Wir stellten jedoch sowohl theoretisch als auch experimentell fest, daß diese günstige Wirkung besonders stark bei Tragflügeln *kleinen Seitenverhältnisses* ist. Mit solchen Tragflügeln sind aber gerade manche der modernen Überschallflugzeuge ausgestattet. Daher studierten wir den Einfluß der seitlichen Strahlblätter auf Tragflügel kleiner Seitenverhältnisse, auch denjenigen seitlicher Strahlen mit Neigung zur Flügalebene. Die Wirkung der nach unten geneigten Strahlen besteht darin, daß ein Teil ihrer vertikalen Reaktionskräfte dem Auftrieb zugutekommt. Hier soll aber nur von Strahlen in Richtung der Spannweite die Rede sein. Für diese entwickelten wir auch folgendes „theoretisches Vorstellungsmodell“, das diese interessante Erscheinung wissenschaftlich erklärt.

## 2. Theoretische und physikalische Betrachtungen

Es sei ein Rechteckflügel der Spannweite  $b$  und der Tiefe  $c$  betrachtet. An den Flügelenden in Spannweite-richtung wird ein Strahlblatt gleicher Länge wie die Flügeltiefe und gleichen Anstellwinkels wie der Tragflügel ausgeblasen (Abb. 1).

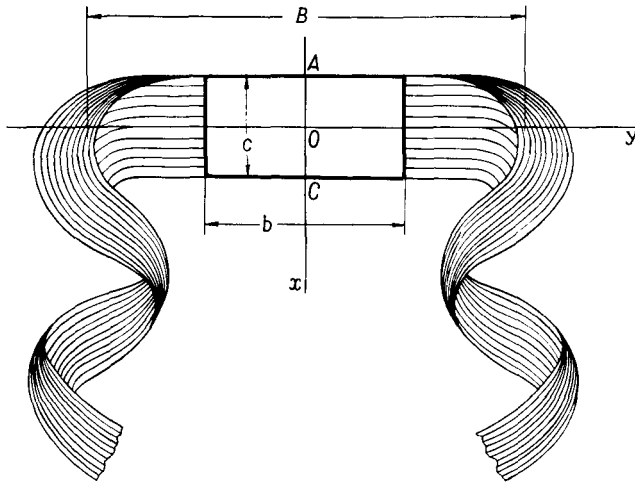


Abb. 1

Das Strahlblatt verhält sich anfänglich wie eine Platte in einer konstanten Strömung mit einer Druckverteilung, die auf beiden Flächen in einem Punkt  $x$  den resultierenden Auftriebsbeiwert  $C_{lx}$  ergibt. Dieser bewirkt eine Torsion der Platte und eine Änderung des Anstellwinkels.

Betrachten wir das Strahlblatt in Abb. 2, bestehend aus dünnen Streifen  $dx$ ;

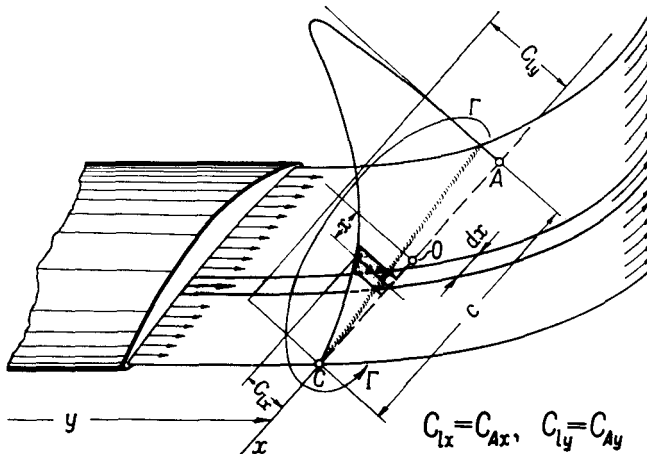


Abb. 2

jeder Streifen hat dann einen lokalen Auftriebsbeiwert,  $C_{lx}$ , der von  $x$ , der Lage auf der Flügeltiefe abhängt. Dieser kann in folgender Form geschrieben werden

$$C_{lx} = f(x) C_{ly}, (C_{lx} = C_{Ax}, C_{ly} = C_{Ay}). \quad (1)$$

Hier ist  $C_{ly}$  der mittlere Wert des Auftriebsbeiwertes in einem beliebigen Querschnitt  $y$ , normal zur Spannweite; ist  $\Gamma$  die Zirkulation um diesen Querschnitt, so geht sie aus der Beziehung

$$\varrho U_{\infty} \Gamma = \frac{1}{2} \varrho U_{\infty}^2 c C_{ly} \quad (2)$$

hervor, worin  $U_\infty$  die Geschwindigkeit der freien Strömung ist.

Der Elementarauftrieb auf einem Bogenelement  $ds$  des Streifens  $dx$  ist (Abb. 3):

$$\frac{1}{2} \varrho U_{\infty}^2 C_{lx} dx ds = \frac{1}{2} \varrho U_{\infty}^2 C_{lx} R d\Theta \quad (3)$$

Hier ist  $R$  die Krümmung des Streifens  $dx$  in einem beliebigen Punkt  $x$  der Strahlblattiefe.

Wir setzen ferner

$$I = \varrho_j \delta_j U_j^2, \quad C_j = \frac{I}{\frac{1}{2} \varrho U_\infty^2 c} \quad (4)$$

$I$  ist der Impuls je Längeneinheit des Strahls und  $C_j$  der Impulsfaktor,  $\varrho_j$  die Dichte,  $\delta_j$  die Dicke und  $U_j$  die Ausblasegeschwindigkeit.

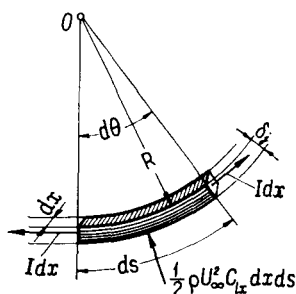


Abb. 3

Nach dem Impulssatz folgt der Krümmungsradius des Streifens aus

$$2 I d x \frac{d \Theta}{2} = \frac{1}{2} \varrho U_{\infty}^2 C_{lx} d x R d \Theta \quad (5)$$

d. h.

$$R = \frac{I}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 C_{lx}} = \frac{c C_j}{f(x) C_{ly}} \quad (6)$$

Jeder Streifen krümmt sich also längs der Tiefe anders. Wir haben folglich in jedem Querschnitt andere Verformungen des Strahlblattes und auch andere Profile, und der Anstellwinkel variiert längs der Spannweite.

Wir definieren auf dem Strahlblatt eine „Mittellinie“, äquivalent der „tragenden Linie“ des Strahl-Teils des Flügels. Diese Linie entspräche dem Ort der Angriffspunkte der Resultierenden der Drücke in jedem Querschnitt  $y$  des Strahlblattes.

Der Krümmungsradius dieser „mittleren tragenden Linie“ sei  $R_m$ .

Das geht aus der in Abb. 4 gezeigten Photographie des Strahlblattes hervor.

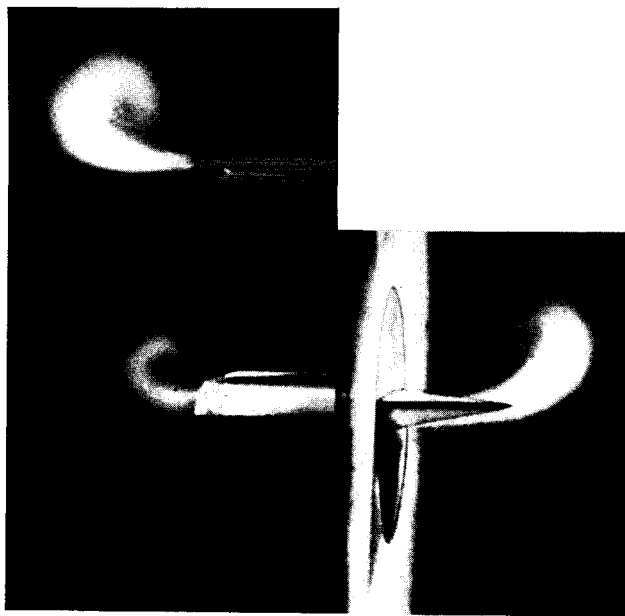


Abb. 4

Der Krümmungsradius der „mittleren tragenden Linie“ hat eine zu (6) analoge Form

$$R_m = \frac{c C_j}{C_{ly}} = \frac{c^2 U_\infty C_j}{2 \Gamma} \quad (7)$$

Das Strahlblatt erhält also eine Torsion. Dadurch entsteht ein zusätzlicher Anstellwinkel  $\varepsilon$ , der längs der Spannweite nach einem bestimmten Gesetz schwankt und zu der Ausgangsanstellung  $\alpha_0$  des steifen Flügels hinzukommt. So wird der Gesamtanstellwinkel  $\alpha$  des Strahlblattes zu

$$\alpha = \alpha_0 + \varepsilon \quad (8)$$

Danach erhält das Strahlblatt eine komplizierte geometrische Form und die physikalische Erscheinung wird sehr komplex. Die Zusammenwirkung von Strahlblatt und Anströmung (freier Strömung) ändert die Strömungsbedin-

gungen an der Strahloberfläche infolge der Zähigkeit; andererseits erhält das Strahlblatt infolge der starken Verwindung eine große Stirnfläche und kann von der Strömung umgeworfen und stromab getrieben werden, nach Gesetzen die schwer zu bestimmen sind.

Dieses Vorstellungsschema zeigt, daß die Strahlentorsion zuerst den Anstellwinkel und folglich auch die Zirkulation auf dem Flügel vergrößert. Bei übermäßiger Verformung des Strahlblattes wird das „Profil“ stromab jedoch zu einer sehr krummen Kontur, der Begriff „Anstellwinkel“ hat keinen Sinn mehr, und die aerodynamischen Gesetze in der Umgebung des Strahlblattes werden sehr kompliziert.

Zur Vereinfachung kann der eigentliche starre Flügel, verlängert durch das Strahlblatt, einem fiktiven, völlig starren Flügel angeglichen werden und paßt dann in die Prandtlsche Tragflügeltheorie.

Diese Analogie ist völlig gültig auf dem gesamten starren Flügel und auch auf einem Teil des Strahlblattes. Der übrige Teil nimmt kompliziertere Formen an. Die Zirkulation bleibt erhalten als Wirkung des Impulses; der Strahl-Teil wickelt sich schraubenförmig und wird dann stromabwärts geworfen.

Mit diesen Betrachtungen, die diese komplexen Erscheinungen erklären sollen, läßt sich eine „Modellvorstellung“ Prandtlscher Art für die Lösung des Problems entwickeln.

In diesem Sinne gehen wir von den früheren Formeln aus und berechnen den mittleren Krümmungsradius  $R_m$  des Strahlblattes, der folgende Form hat:

$$R_m = \frac{c C_j}{C_{ly}} \approx \frac{c C_j}{C_l} \quad (9)$$

Hier ist  $C_l$  ein mittlerer Auftriebsbeiwert zur Vereinfachung der Formel. Dann hat jeder Streifen  $dx$  einen approximativen Krümmungsradius  $R$ , der aus (6) und (9) folgt, d. h.

$$R = \frac{c C_j}{f(x) C_l} \quad (10)$$

Ferner wird die Höhe  $Z$  jedes Streifens  $dx$  berechnet, die von dessen Lage auf der Sehne des Strahlblattes abhängt (Abb. 5). Dann ist approximativ

$$Z \simeq \frac{\left(y - \frac{b}{2}\right)^2}{2 R} = \frac{1}{2} \left(y - \frac{b}{2}\right)^2 \frac{f(x) C_l}{c C_j} \quad (11)$$

Im Querschnitt  $y$  haben wir ein krummes Profil. Seine Form hängt von der Funktion  $f(x)$  ab und es erzeugt den vorher erwähnten zusätzlichen Anstellwinkel  $\varepsilon$ .

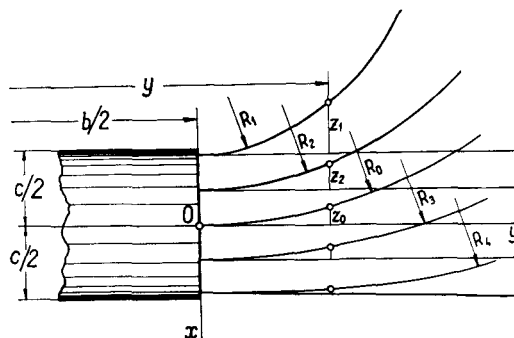


Abb. 5

In Wirklichkeit ist der Vorgang viel komplizierter, Formel (11) liefert aber einen ersten Anhalt. Wohl ist eine genauere Darstellung der Struktur des zusätzlichen Anstellwinkels  $\varepsilon$  möglich. Wir glauben aber, daß die vorstehende Approximation ausreicht, um ein klares Bild zu geben.

Überschreitet jedoch der Winkel  $\varepsilon$  eine bestimmte Grenze, so sind die klassischen aerodynamischen Gesetze nicht mehr gültig. Dann kann man jedoch einen „fiktiven Anstellwinkel“ entsprechend der Zirkulation  $\Gamma$  annehmen, der als Effekt der Energie des Strahlblattes erscheint. Diese Wirkung ist größer, wenn das Strahlblatt verwunden ist.

Ferner werden noch einige Vereinfachungen vorgenommen und die Prandtlsche Theorie angewendet.

Ergänzend möchte ich noch sagen, daß das hier entwickelte „Modell“ auch für nach unten geneigte Strahlen gilt, wenn der Neigungswinkel  $\gamma$  nicht eine bestimmte Grenze überschreitet.

### 3. Einige neue experimentelle Resultate

Im Windkanal des Bukarester Instituts für Strömungsmechanik wurden kürzlich Versuche durchgeführt, die eine Fortsetzung früher im gleichen Kanal auf einem Tragflügel des Seitenverhältnisses  $\lambda = \frac{b}{c} = 2$  stattgefundener Experimente bildeten.

Interessante Versuche ähnlicher Art machte in der Bundesrepublik Deutschland Dipl.-Ing. Mörchen für seine sehr interessante Doktorarbeit, in der er auf meine Ergebnisse zurückgriff.

Um den wichtigen Einfluß der seitlichen Strahlen auf Flügel kleiner Seitenverhältnisse zu zeigen, machten wir Versuche mit Flügeln der Seitenverhältnisse

$$\lambda = \frac{b}{c} = 0,6; 1; 1,5; 2.$$

Das Profil der untersuchten Flügel war bikonvex symmetrisch.

Das Modell wurde vertikal auf einer Scheibe und diese auf einer Windkanalwaage montiert. Es war um eine zur Spannweite parallele Achse drehbar; so konnte der Anstellwinkel in bezug auf die freie Strömung im Kanal verstellt werden (Abb. 6).

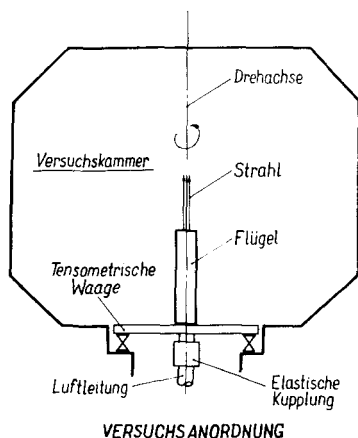


Abb. 6

Um eine starre Verbindung zwischen dem Flügel auf der Waage und der Druckluftleitung zu vermeiden, wurde ein biegsamer Krümmer mit einem Quecksilberbehälter eingesetzt. Dadurch wurde eine gute Abdichtung gesichert und vermieden, daß äußere Kräfte auf das Modell einwirken.

Die Luftkräfte auf dem Modell wurden tensometrisch ermittelt.

Das aus Metall bestehende Modell enthält im Innern Luftleitungen für die Erzielung eines gleichmäßigen Strahls am Flügelsende.

Die Versuche wurden wie folgt durchgeführt: Der Anstellwinkel des Flügels wurde konstant gehalten und der Impulsfaktor  $C_j$  von Null bis zu der Höchstgrenze variiert, die von der betreffenden Anlage zugelassen wird. So erhielten wir den Verlauf des Auftriebsbeiwertes in Abhängigkeit vom Impulsfaktor  $C_j$  für einen bestimmten Wert des Anstellwinkels und schließlich ein Diagramm für jeden einzelnen Winkel.

Aus diesen Diagrammen wurde der Auftriebsbeiwert  $C_l$  abhängig vom Anstellwinkel  $\alpha_0$  des starren Flügels für einen bestimmten Wert des Impulsfaktors  $C_j$  abgelesen. So konnten wir die Auftriebsbeiwertkurven für den Anstellwinkel  $\alpha_0$  des wirklichen Flügels für vier Impulsfaktoren  $C_j = 0,25; 0,50; 0,75; 1$  ziehen.

In den folgenden Abb. 7, 8, 9, 10 sind diese Kurven für die erwähnten Seitenverhältnisse  $\lambda = 2; 1,5; 1; 0,6$  ausgezogen.

Um die Wirkung der Ausblasung zu zeigen, haben wir das Verhältnis zwischen dem Auftriebsbeiwert  $C_{lj}$  des Flügels mit seitlicher Ausblasung und dem Auftriebsbeiwert  $C_{l0}$  des Flügels ohne Ausblasung bestimmt, also  $C_{lj}/C_{l0}$ .

Die Diagramme 11, 12, 13, 14 zeigen dies Verhältnis für jedes der vier Seitenverhältnisse  $\lambda = 2; 1,5; 1; 0,6$ .



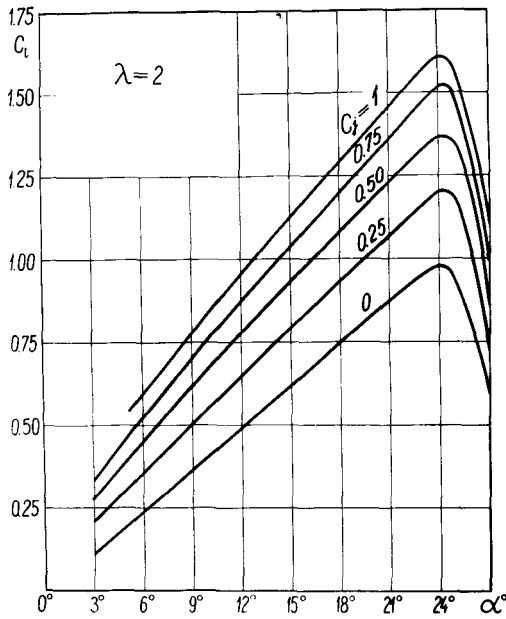


Abb. 7

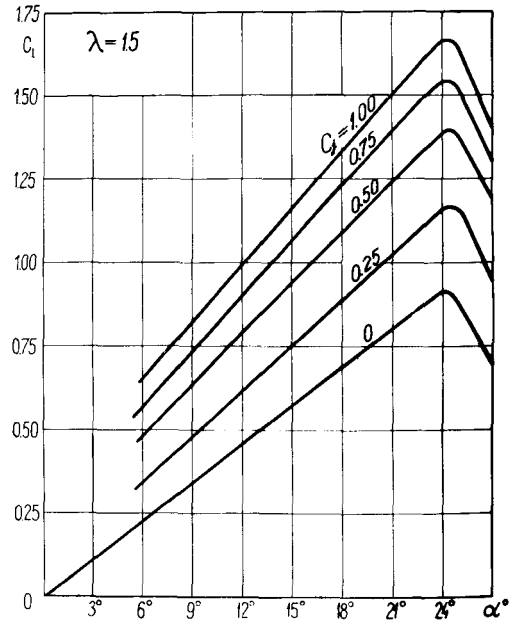


Abb. 8

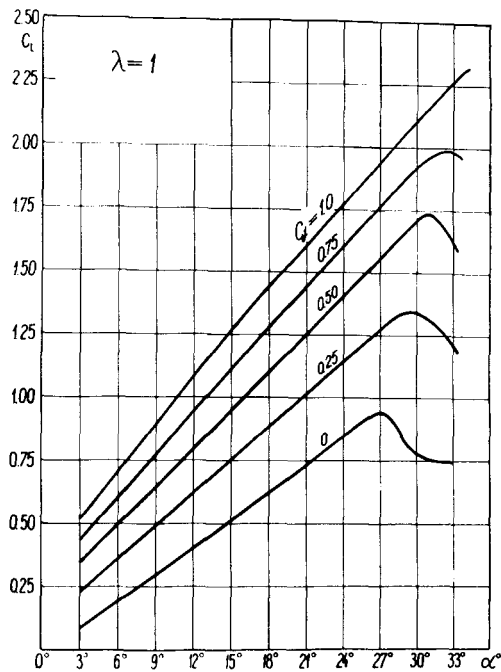


Abb. 9

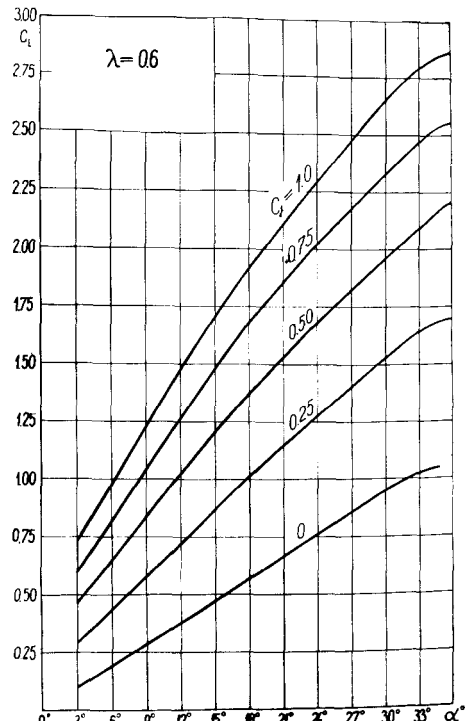


Abb. 10

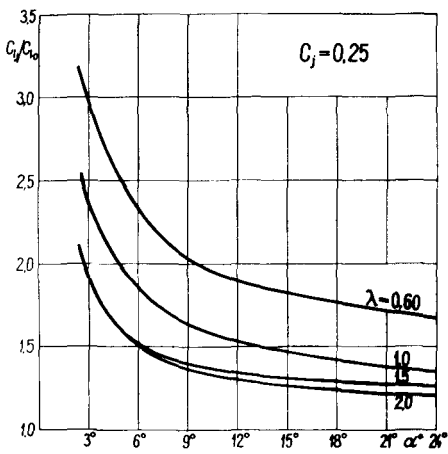


Abb. 11

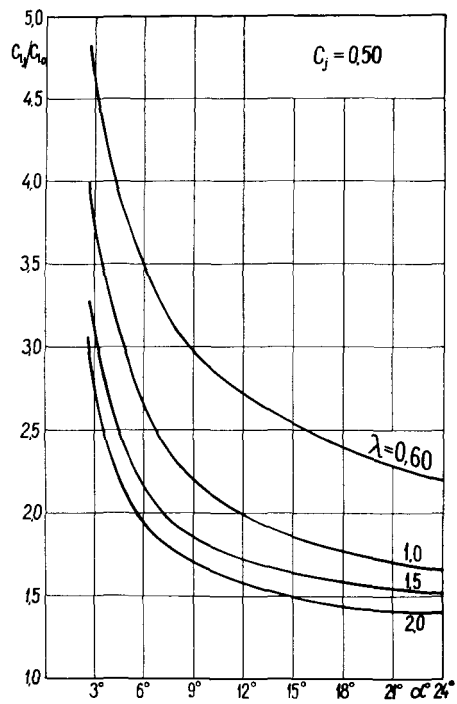


Abb. 12 ►

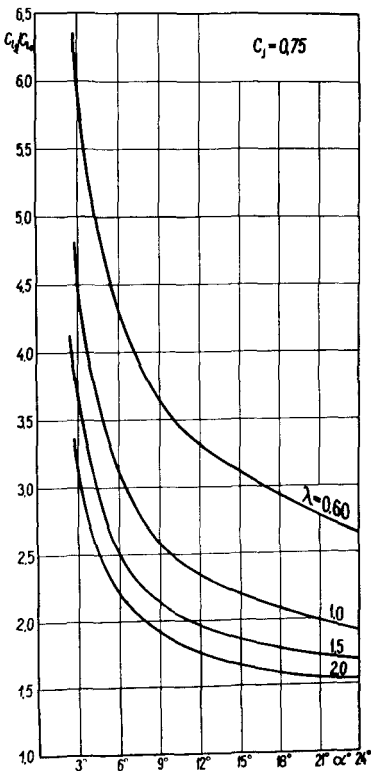


Abb. 13

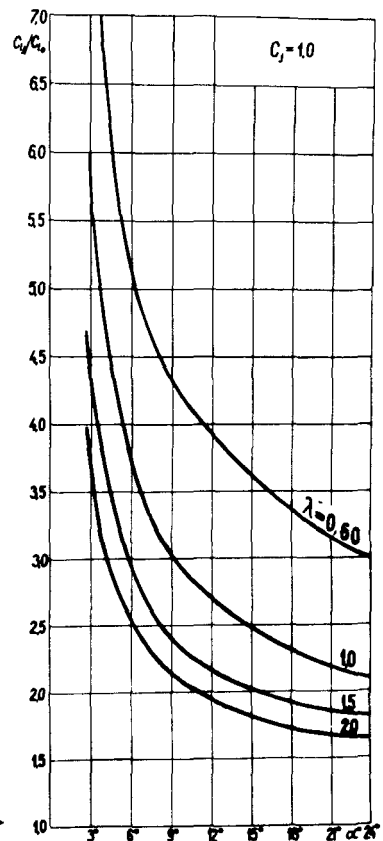


Abb. 14 ►

Aus diesen Diagrammen kann geschlossen werden, daß bei kleinen Seitenverhältnissen die Steigerung des Auftriebsbeiwertes durch seitliche Strahlblätter wesentlich ist.

Folglich kann man sagen: die aerodynamischen Fähigkeiten eines Flügels kleinen Seitenverhältnisses sind schwach, werden aber durch seitliche Ausblasung spektakulär gesteigert. Es wäre also günstig, bei Flügeln kleiner Seitenverhältnisse den Auftrieb durch Seitenstrahlen in der Flügelebene oder mit Neigung nach unten zu erhöhen.

Aus diesen Gründen halten wir die Flügel der Seitenverhältnisse  $\lambda = 1$  und  $\lambda = 0,6$  für besonders interessant. Darum soll der Widerstandsbeiwert nur für diese beiden Seitenverhältnisse erörtert werden.

Auf den Abb. 15, 16 sieht man den Verlauf des Widerstandsbeiwertes  $C_d (=C_w)$  für den Flügel des Seitenverhältnisses  $\lambda = 1$  und  $\lambda = 0,6$ .

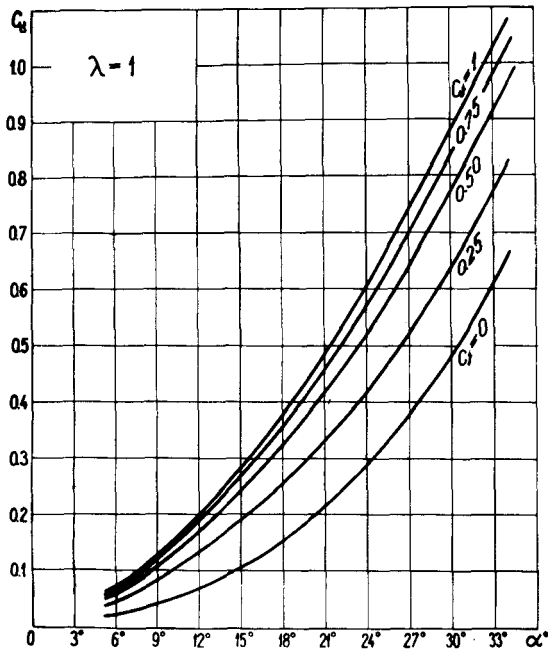


Abb. 15

Interessant sind die Polarkurven der beiden Tragflügel, die auf den folgenden beiden Bildern für dieselben zwei Seitenverhältnisse gezeigt sind (Abb. 17 u. 18).

In der Nähe des Anstellwinkels Null ist die Erscheinung nicht stabil und man kann weder den Auftrieb noch den Widerstand richtig messen. Daher wurden in den Diagrammen nur die Ergebnisse für mittlere und große Winkel eingetragen.

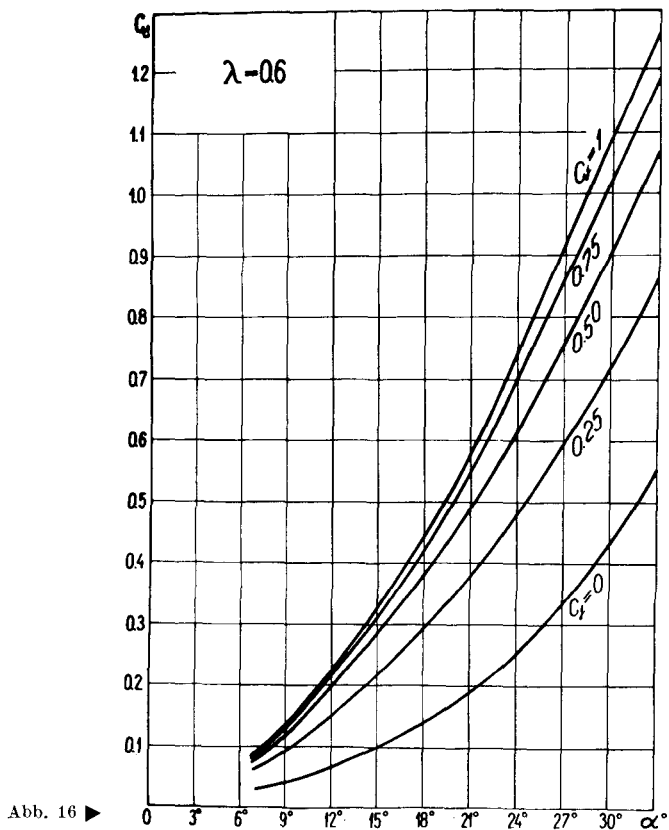


Abb. 16 ►

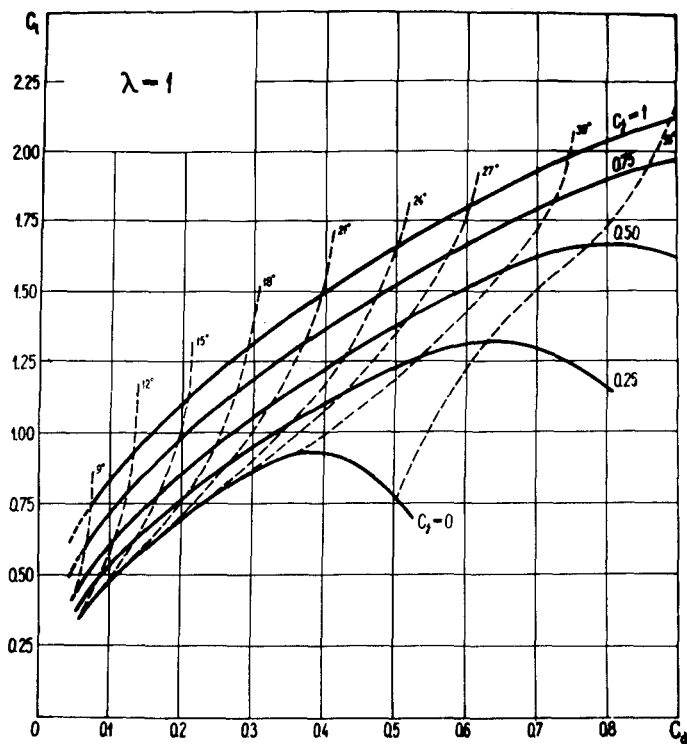


Abb. 17 ►

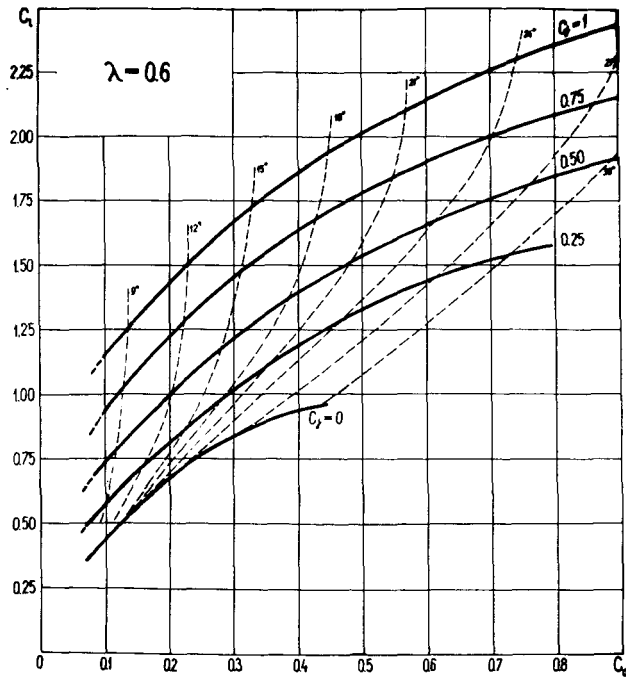


Abb. 18

#### 4. Anwendungen und Schlußfolgerungen

Bei Überschallflugzeugen mit sehr spitzen Pfeilflügeln ist das Seitenverhältnis des Flügels klein, insbesondere wenn berücksichtigt wird, daß der Rumpf durch seine Stellung und seine Bemessungen die Oberfläche des gesamten Tragsystems vergrößert und so effektiv zur Verkleinerung dieses Seitenverhältnisses beiträgt (Abb. 19).

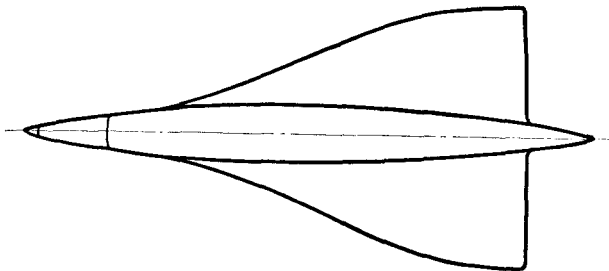


Abb. 19

Seitliche Strahlblätter, eventuell nach unten geneigt, können die Flugeigenschaften des Flugzeugs bei Start und Landung verbessern (Abb. 20).

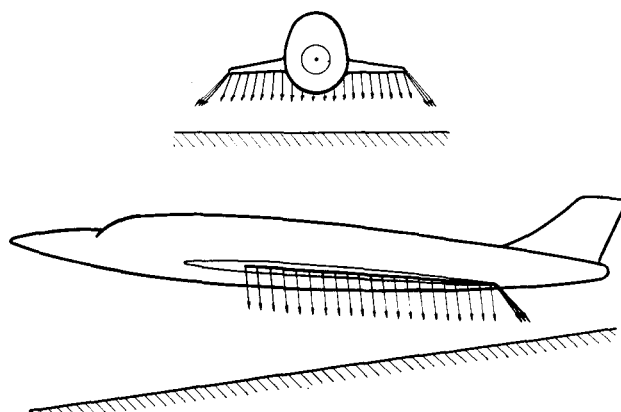


Abb. 20

Die Wirkung der seitlichen Ausblasung ist noch spektakulärer bei spindelförmigen Körpern, die dadurch Auftrieb erhalten (Abb. 21).

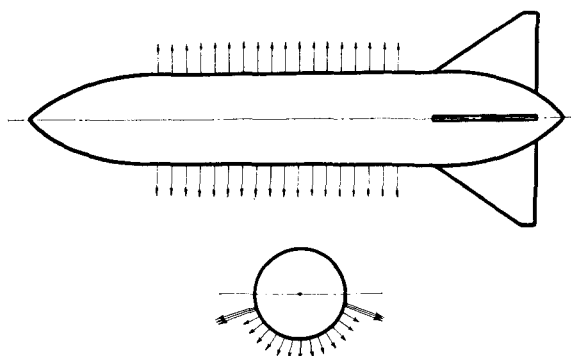


Abb. 21

Seitliche Strahlen können mit Längsstrahlen zu einem kontinuierlichen Blatt kombiniert werden. Das zeigen die nächsten Abb. 22 und 23: auf der ersten hat der Flügel Halbkreisform, auf der zweiten ist er dreieckig; die Strahlen sind symmetrisch schirmartig angeordnet. Die Versuche wurden auf einer Hälfte des Flügels durchgeführt.

Derartige Kombinationen sind vom Bord des Flugzeugs aus möglich. Insbesondere beim Landen, wenn die gesamte Motorleistung für die Strahlerzeugung verfügbar ist.

Im Vorstehenden habe ich versucht, ein möglichst klares Bild von einer Erscheinung zu geben, die nicht nur von rein wissenschaftlichem Interesse ist, sondern auch für verschiedene praktische Anwendungen wichtig sein kann.



Abb. 22

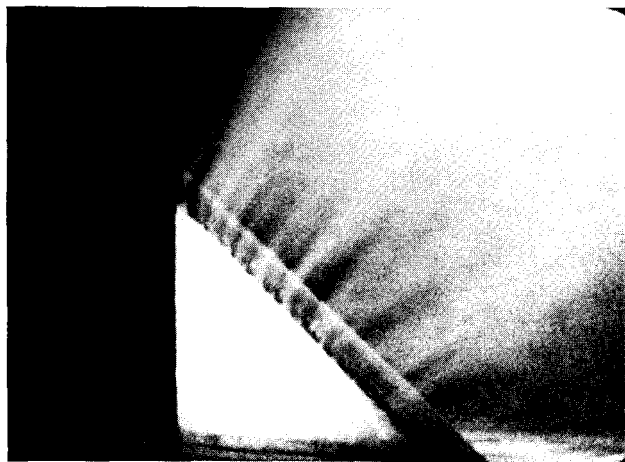


Abb. 23

## Literatur

- [1] *Carafoli, E.*: The influence of lateral jets, simple or combined with longitudinal jets upon the wing lifting characteristics. Proc. Third Internat. Congress of Aeronautical Sci. (I.C.A.S). Stockholm 1962.
- [2] *Mörchen, W.*: Über die Spaltverluste zwischen Flügeln und Endscheiben ohne und mit Ausblasung in Spannweiterichtung. Dissertation. Darmstadt 1965.
- [3] *Camarașescu, N.*: Visualisation des jets fluides latéraux. Revue Roumaine des Sciences Techniques, Série de Mécanique Appliquée. Tome 11, No. 2, 1966.
- [4] *Carafoli, E., Camarașescu, N.*: Noi cercetări asupra aripilor de alungire mică cu jeturi laterale. (Neue Untersuchungen über Tragflügel geringer Seitenverhältnisse mit seitlichen Strahlblättern.) Studii și Cercetări de Mecanică Aplicată, Nr. 4, 1970.